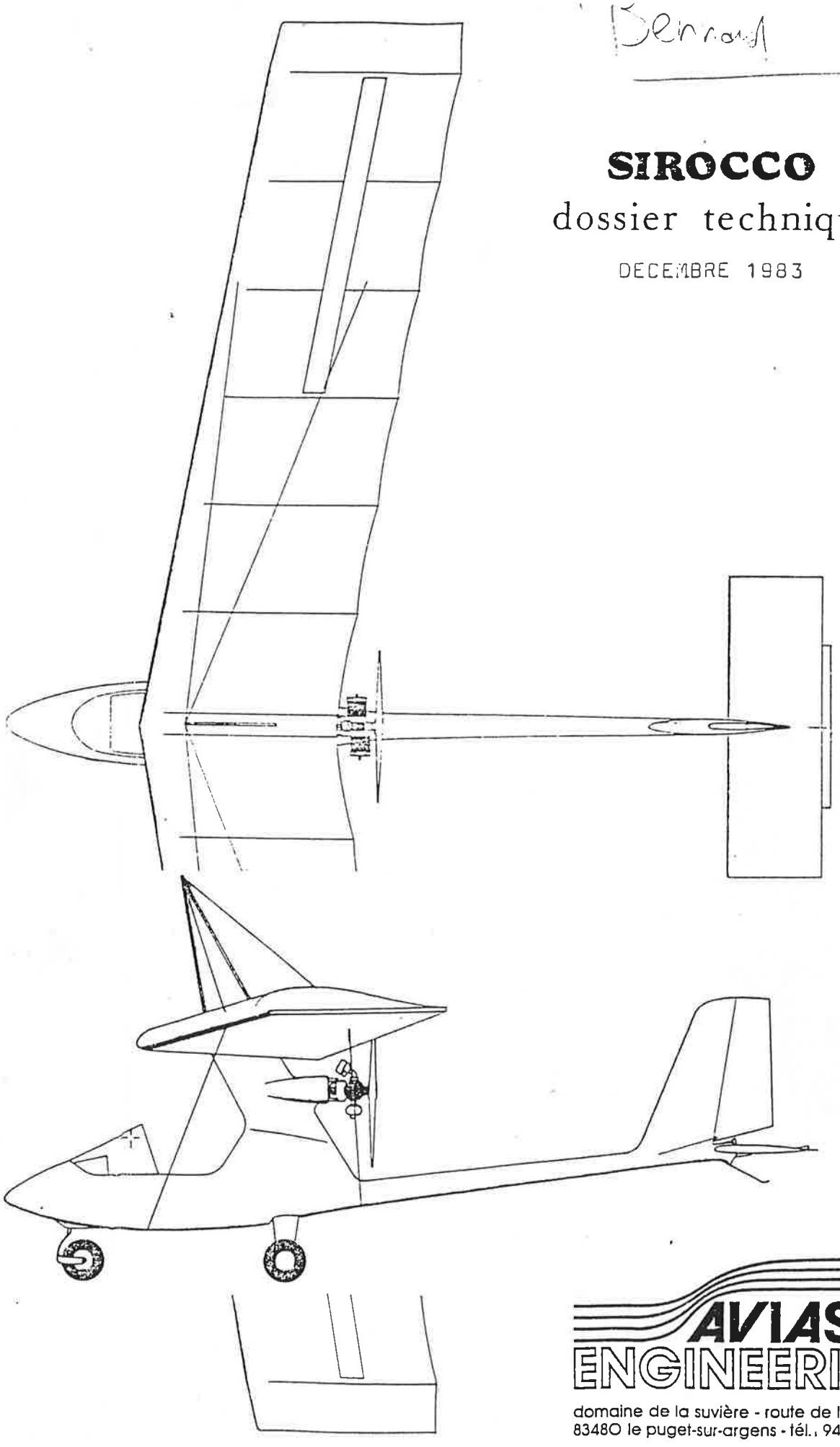
Bernard

SIROCCO

dossier technique

DECEMBRE 1983

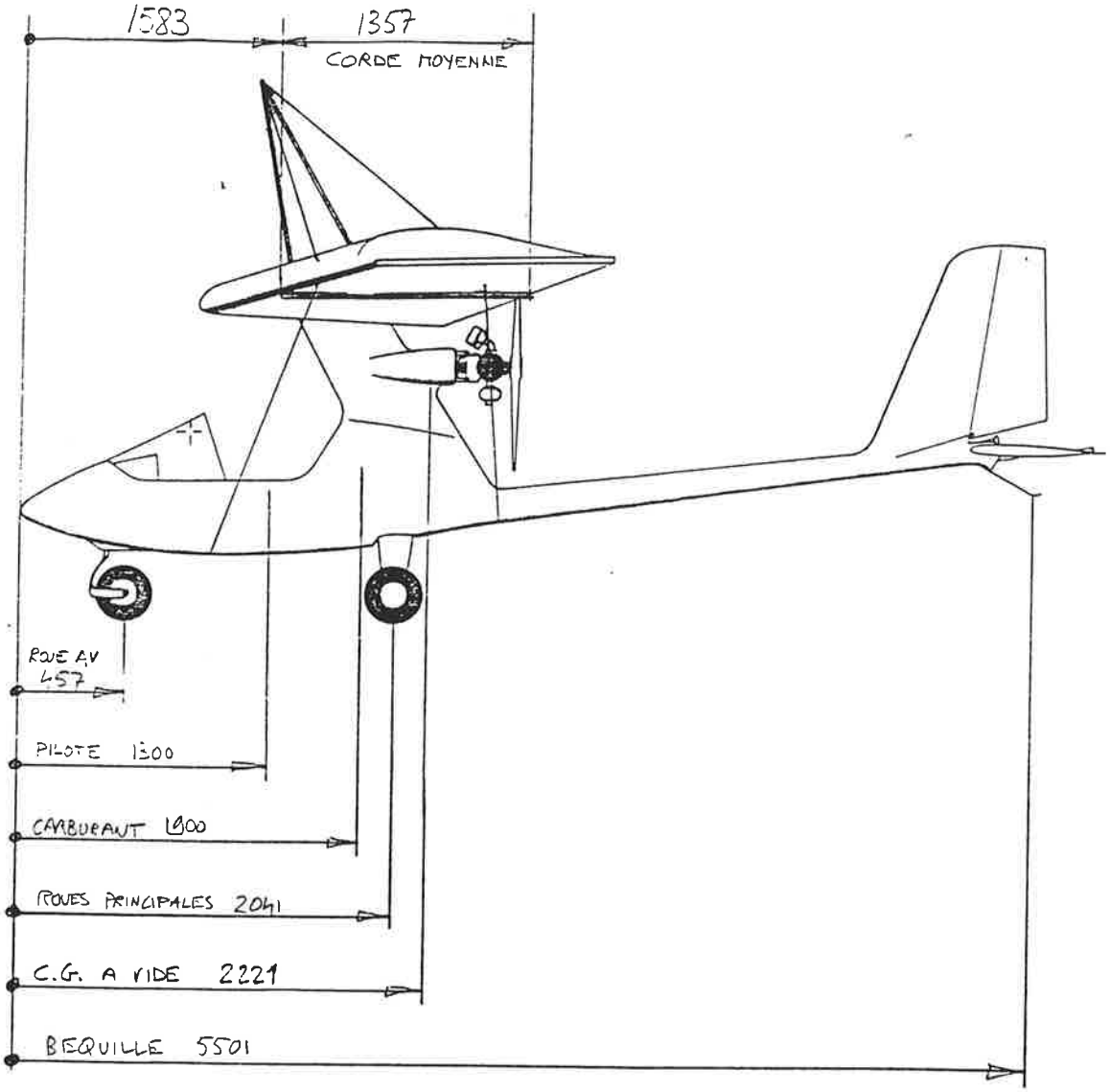


AVIASUD ENGINEERING

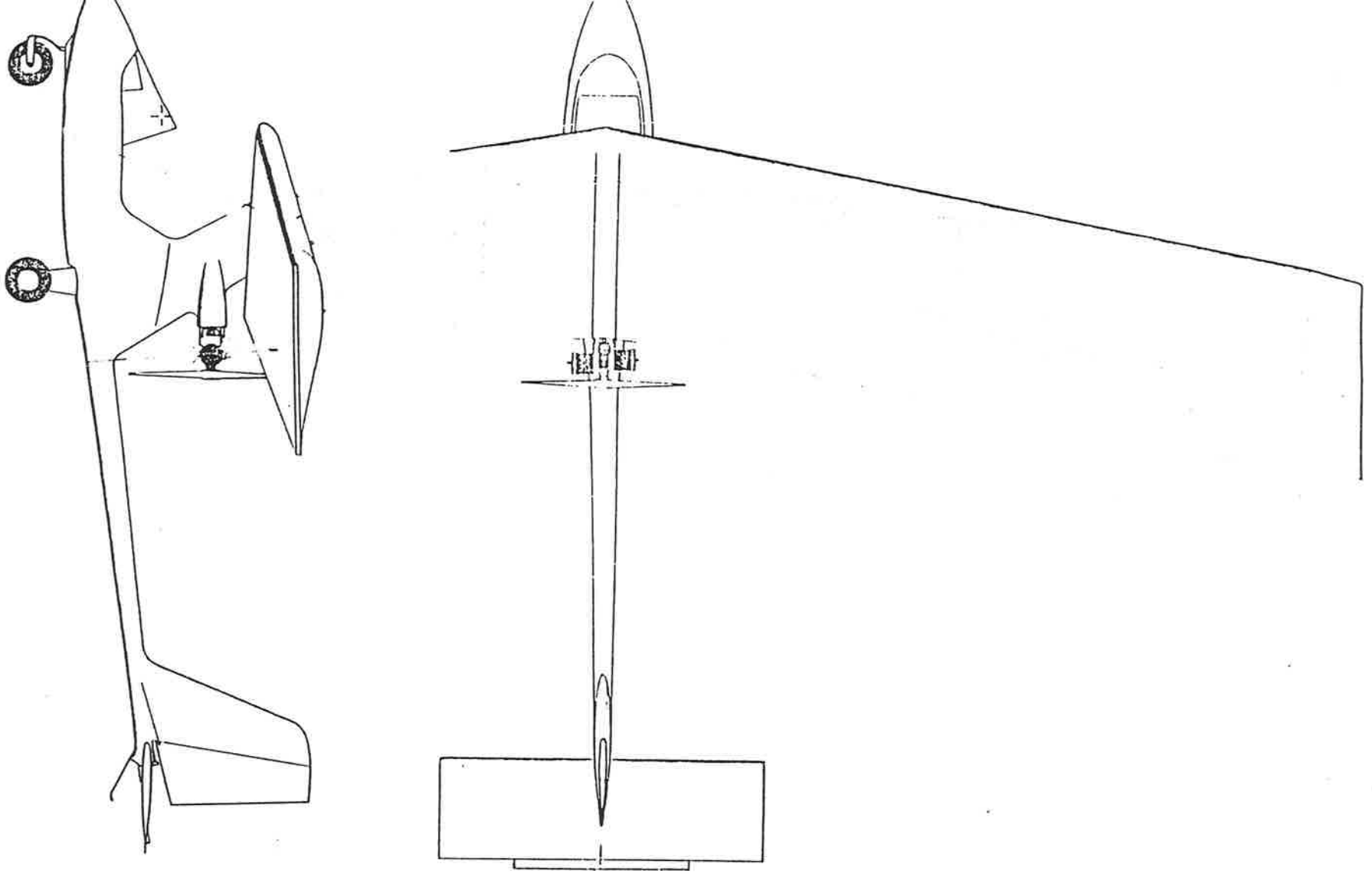
domaine de la suvière - route de la bouverie
83480 le puget-sur-argens - tél.: 94/40.04.80

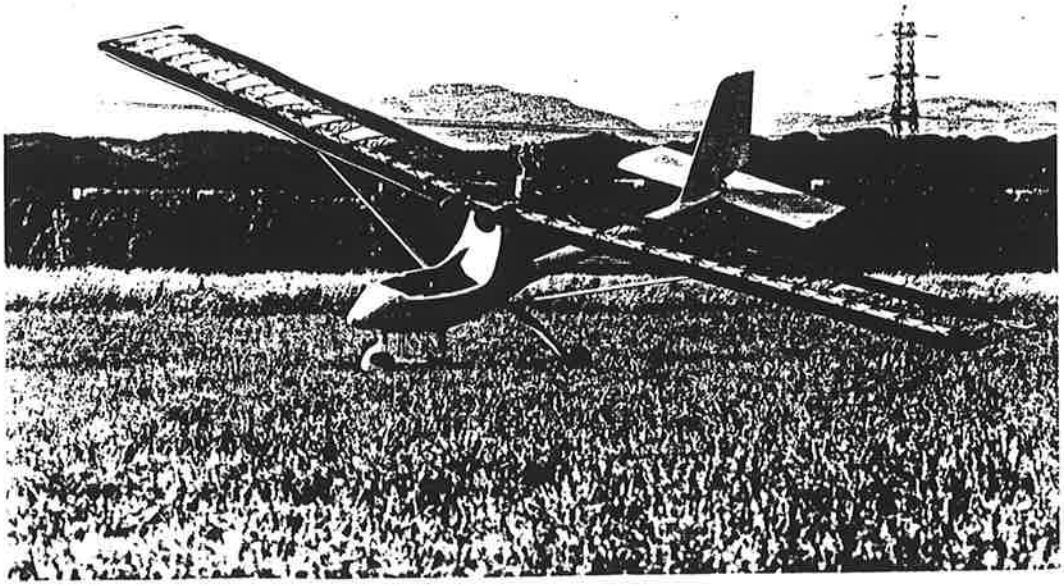
3. POIDS ET CENTRAGES

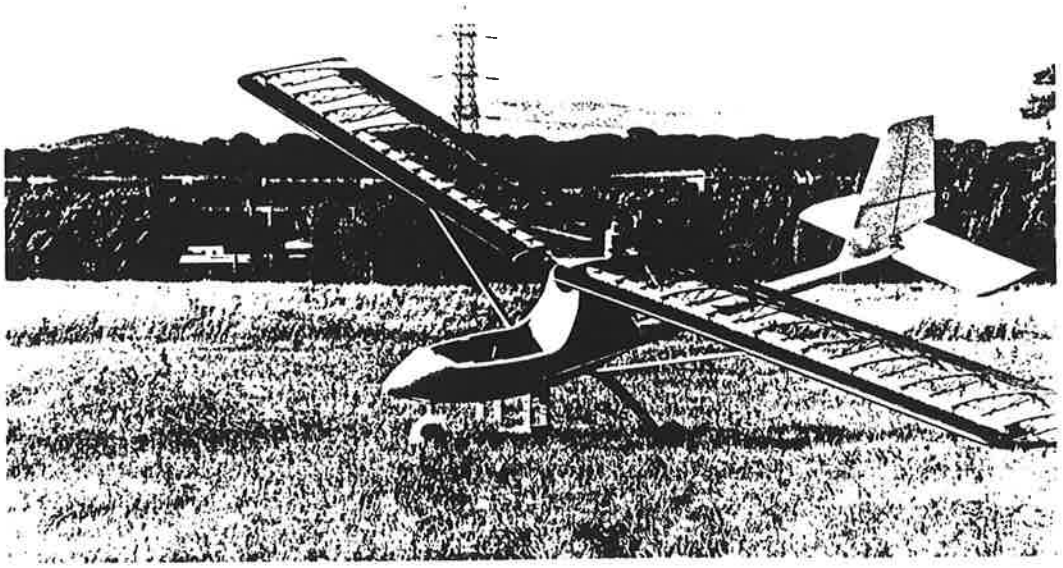
Le Sirocco pèse environ 114,5 kg à vide, (moteur KONIG 430RD, helice bois)
L'équipement parachute pèse 7,5 kg.

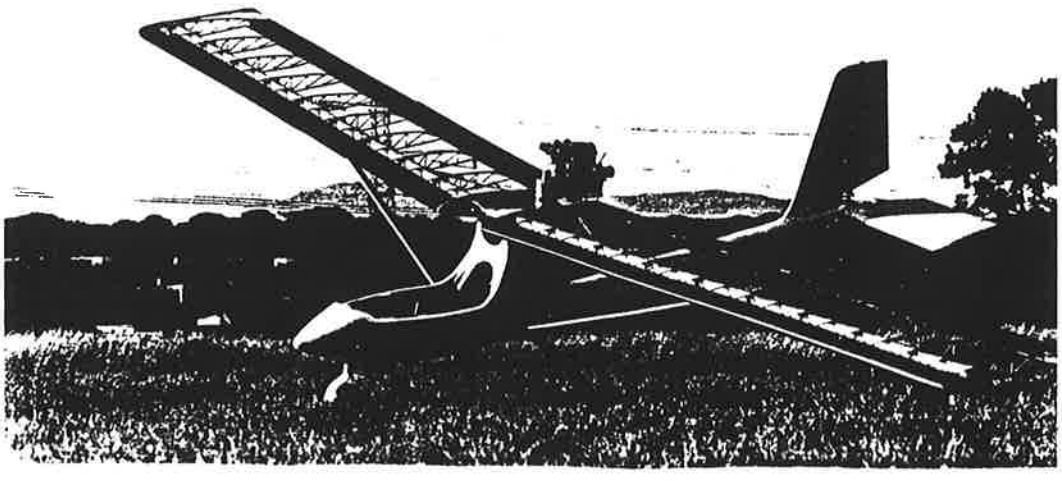


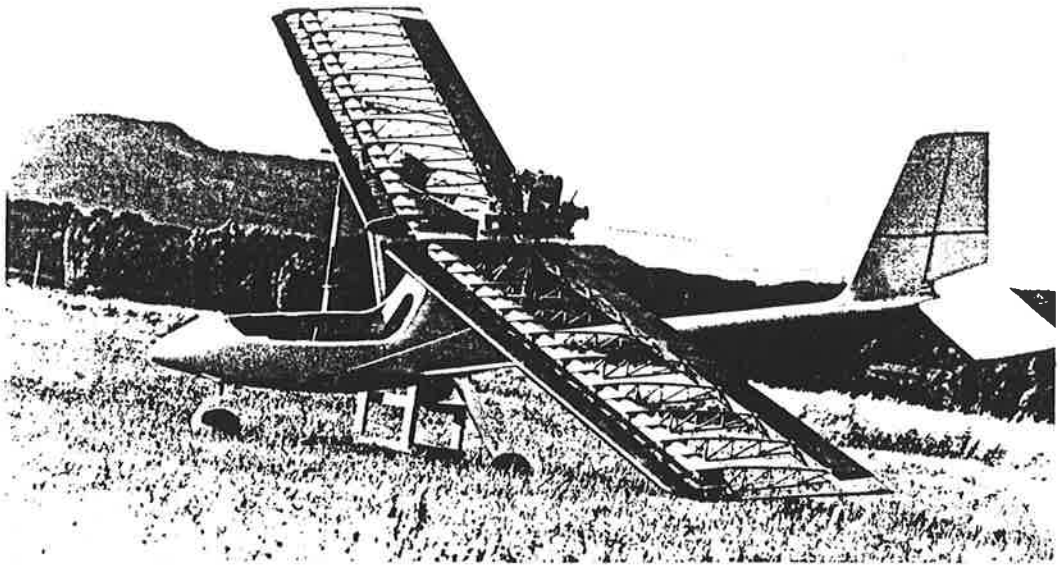
	abscisse	CAS 1	CAS 2	CAS 3	CAS 4	CAS 5 ?
Pôids à vide equipé	2221	122kg	122kg	122kg	122kg	122kg
pilote	1300	55kg	77kg	90kg	100kg	110kg
Carburant	1900	0	10kg	14kg	14kg	10kg
Pôids total		177kg	209kg	226kg	236kg	242kg
Centrage (mm)		1935	1866	1834	1812	1789
Centrage (% corde moyenne)		25,9	20,8	18,5	16,9	15,2

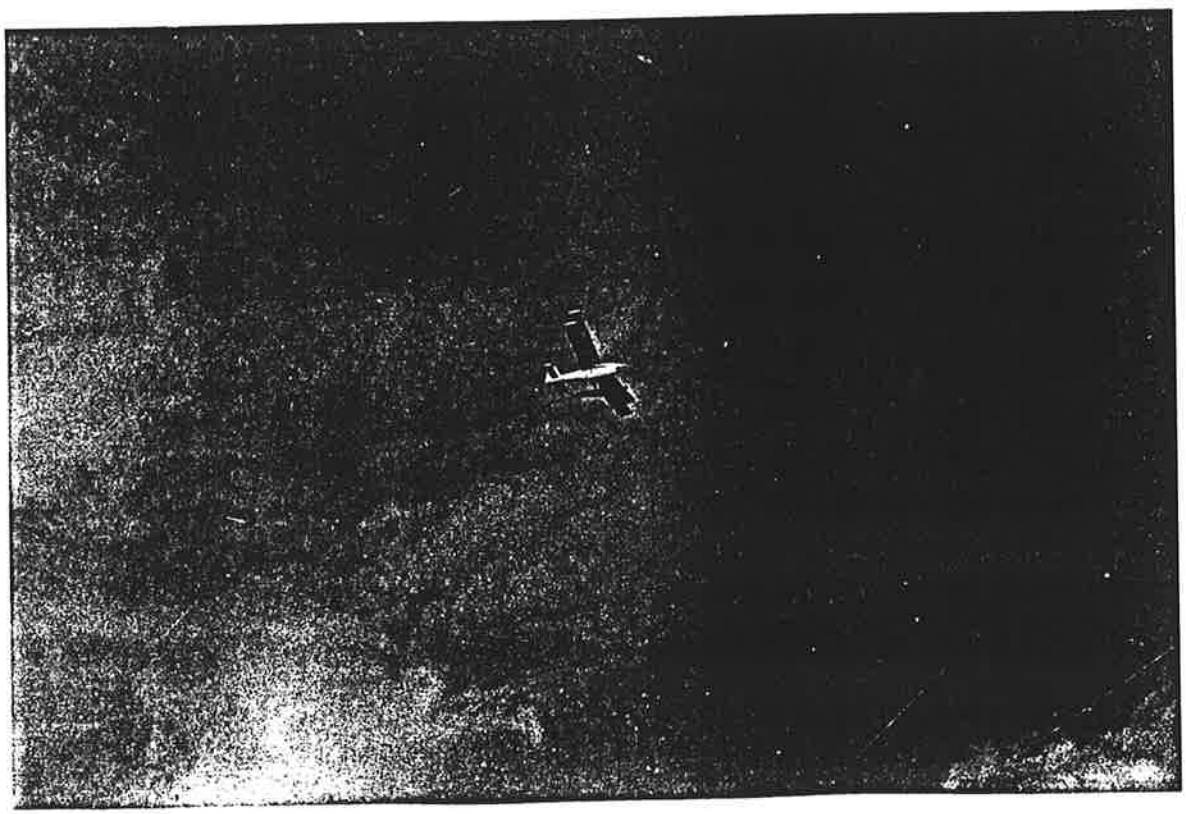












SOMMAIRE

1. Description Technique

2. Caractéristiques aérodynamiques

3. Poids et centrages

4. Domaine de vol

5. Essais statiques

6. Essais en vol

7. Annexes

1. DESCRIPTION TECHNIQUE

1.1 Fuselage et dérive.

Structure monocoque raidie intérieurement par cadres et lisses, tous éléments réalisés au contact dans des moules femelles (sauf nervures de dérive, en mousse de Klegecell, densité 40 kg/m^3, épaisseur 15 mm, (KRP Plastiques).

- Tissus utilisés: sergé de silionne 300 gr/m^2 (Brochier Verre E) Ref 20749);
  satin de silionne 200 gr/m^2 (Brochier Ref 20823)
  roving unidirectionnel (93-7) 420 gr/m^2 (Chomarat Ref S0120)
- Résine Polyester Convert Sterpon 1033
- Assemblage des 2 demi coquilles de fuselage par un becquet de 30 mm.
- Colle utilisée: Hexcel HP 326.

1.2 Aile.

Bord d'attaque

Section en D servant à la fois de longeron avant et de carénage de bord d'attaque, réalisé par assemblage de 2 pièces composites verre-époxy stratifiés au contact dans des moules femelles.

Tissus utilisés: - Toile roving 290 gr/m^2 (Chomarat (verre E) Ref 290T)
- Toile unidirectionnel (93-7) 420 gr/m^2 (Chomarat Ref S0120)

Résine - Hexcel LAB 261.

Les ferrures (emplanture, capelages de haubans, barres de compression) sont fixées par rivets pop inox Ø 4.

Le type d'assemblage a donné lieu à de nombreux essais destructifs. La charge de travail admise comme charge de rupture étant prise égale à la moitié de la charge de rupture des essais de controle.

Longeron Arrière

Profilé rectangulaire en alliage léger anodisé (6005AT6) section 60. x 30 x 1,45.

Barres de comoression

En tube 28 x 1,5, alliage 6061 T6

Cables internes inox 7 x 7, Ø 2,4 (Berger)

Haubannage externe

- Cables inférieurs avant: inox monotoron (1 x 19) Ø 3 (Gremco)
- Cables inférieurs médians: inox 7 x 7 Ø 2,8
- Calbes inférieurs arrières: inox 7 x 7 Ø 2,4
- Calbes supérieurs avant: inox 7 x 7 Ø 2,8
- Calbes supérieurs arrière: inox 7 x 7 Ø 2,4

(Berger)

Le cable monotoron est serti par la société Gremco.
Le cable 7 x 7 est serti par le procédé Nicopress.
Deux manchons sont toujours utilisés pour les cables fortement sollicités.
Nos propres essais n'ont jamais permis de rompre un manchonnage.
Les spoilers sont constitués d'une feuille de polycarbonate alvéolaire de 6 mm emfilée dans une poche spéciale de la voile.

1.3. Empennages:

Gouvernail de direction et empennage horizontal

à revêtement travaillant en stratifié monolithique
-nervures en mousse de polystyrène extrudé (Roufmate) 30 kg/m^3, ep 20 mm.
- Revêtement tissus satin 200 gr/m^2 (Brochier)

Le stabilisateur recoit un longeron en stratifié à âme en sergé 300 gr/m^2 (Brochier) et semelles en unidirectionel S0120.

- Les nervures d'emplantures, qui recoivent l'axe du fuselage, sont réalisées en contreplaqué d'Okoumé de 8 mm, doublé localement (16 mm) à l'endroit ou porte l'axe. (à partir du nº 13)

1.4 Commandes

Profondeur

Commandée par bielle rigide Ø 19 x 1, 6061T6
fixée à l'avant par rotule femelle filetée M6 sur Teflo
fixée à l'arrière par rotule male fileté M5 sur Teflon.
Les 2 éléments de la bielle sont raccordés par tube "Tricoclair" Ø ext 28.

Compensateur

commandé par cable inox 7 x 7 Ø 1,4, partiellement sous gaine.

Spoilers

commandés par cables inox 7 x 7 Ø 1,4, raccordé à un cable tressé polyester préétiré Ø 4, passant sur une poulie Nylon.

Direction

Commandée par cables inox 7 x 7 Ø 1,4, partiellement sous gaine.

Direction de la roue

Par guidon coulissant en tube Ø 19 x 1 6061T6, articulé par rotule filetée mâle M5 sur Teflon

Frein de roue

commandée par poignée et cable style vélo.

1.5 Train d'atterrissage

Fourche avant en stratifié verre-époxy.
Axe de fourche en tube Ø 28 x 1,5 manchonné Ø 25 x 2 alliage 6061T6, portant sur des paliers tournés en Acétal.
Train principal en stratifié verre-époxy creux, assemblé par collage-rivetage. Axes de fusées en tube Ø 25 x 2, alliage 6061T6.
La jambe de train est fixée au fuselage par 4 boulons M8 dont la tête est soudée à une contreplaque noyée dans la base du cadre principal de fuselage. Chaque jambe de train arrière est testée pour une charge de 850 kg (2x425) (à partir du n° 25).

1.6 Harnais Pilote

Harnais 3 points de type automobile.
Les points d'attache sont des pontets de Nylon, charge rupture 720 kg. La coque est renforcée aux points d'attache.

1.7 Groupe Moto Propulseur

Moteur: - JPX PUL 425,cm
- König 430 RD, cm Voir notice moteur
- KFM 107 ER

Réservoir: en polyéthylène, en dessous du niveau du carburateur. Jauge par niveau visible sur le coté gauche du siège.

2. CARACTERISTIQUES AERODYNAMIQUES

2.1 Aile

Envergure	10120
Corde constante	1357
Surface	13,73 m^2
Flèche	10°
Allongement	7,46
Vrillage géométrique	0°
Dièdre	1°

Profil dérivé du TK7315;ep relative: 14 %

2.2 Stabilisateur

Envergure maxi	2310
Corde	660
Surface	1,49 m^2
Allongement	3,58
Profil	NACA 0012
Volet envergure	965
Corde	70

2.3 Direction

Dérive

hauteur	1100
Surface	0,432 m^2

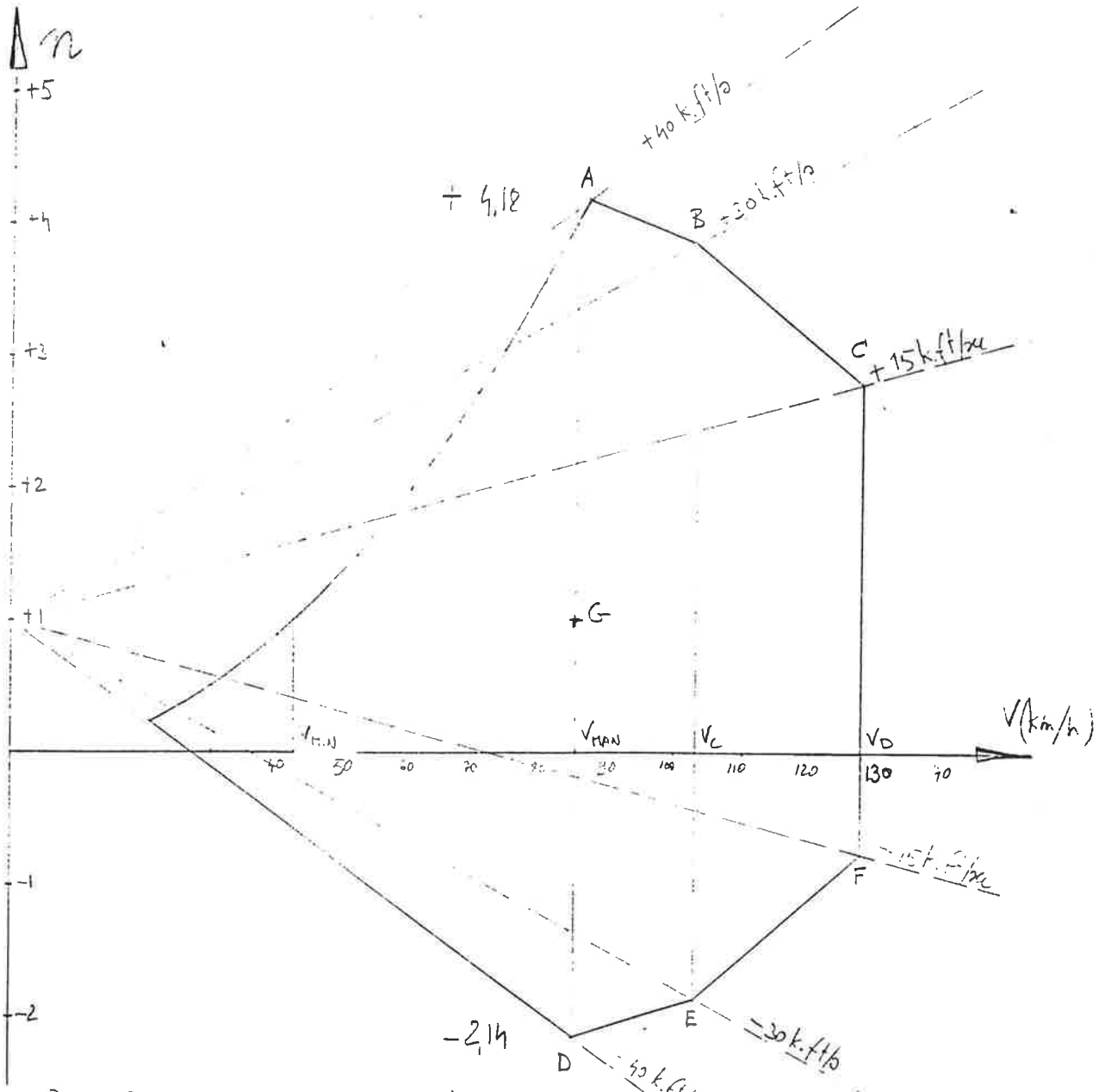
Gouvernail

Surface	0,342 m^2

Surface totale	0,774 m^2
Allongement	1,56

Poids: voir centrage

4. DOMAINE DE VOL



Domaine de vol au poids de 2201bs.

V_{MIN} = Vitesse minimale en palier = 42,5 km/h
V_{MAN} = Vitesse de manœuvre = 85 km/h
V_c = Vitesse maximale en palier = 103 km/h — $V_c \leq 0,9\, V_{NE}$
V_{NE} = Vitesse à ne jamais dépasser = 115 km/h — $V_{NE} \leq 0,9\, V_D$
V_D = Vitesse maximale théorique = 128 km/h.

Rafales $n = 1 + \frac{k.U.a.V}{575 \frac{W}{S}}$

k = coefficient de réduction = $0,5\left(\frac{W}{S}\right)^{1/4} = 0,873$ avec $\frac{W}{S} = 3,286$ lbs/sq.ft.

a = $\frac{dCz}{d\alpha}$ pour l'aile en Cz/rad. = 4,79 Cz/rad a = Corrigé pour allongement 7,46, effilement 0.

U = Vitesse de la rafale verticale instantanée : ± 40 ft/sec, ± 30 ft/sec, ± 15 ft/sec.

5. ESSAIS STATIQUES

Tous ces essais ont été réalisés avec des charges 1,5 fois plus élevées que les charges limites.

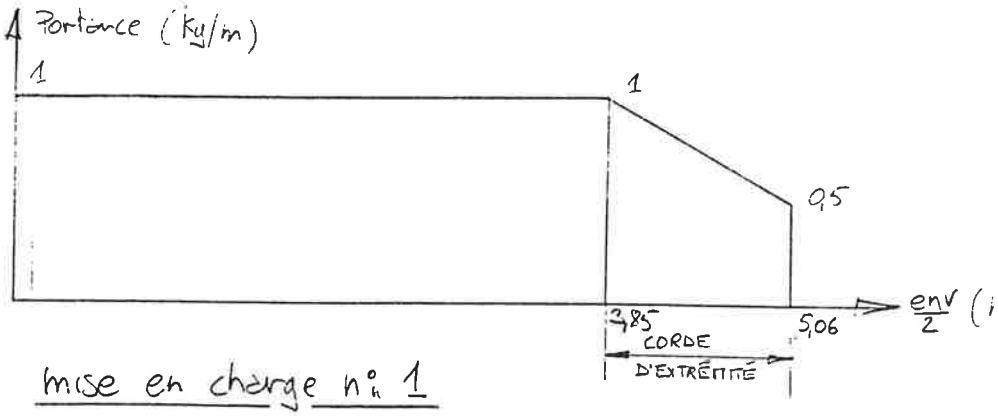
5.1 Essai statique de l'aile

Un essai statique a été réalisé pour prouver la résistance de l'aile dans le cas du facteur de charge le plus élevé.

Le facteur de charge maxi est 4,18 g.

On considère que le centre de poussée est situé à 25 % du profil.

La répartition de portance utilisée (en envergure) est celle exigée par le SCAUL (Syndicat (français) des Constructeurs d'Aéronefs Ultra-Légers).



mise en charge n° 1

Le longeron arrière est, proportionnellement à sa charge, plus flexible que le longeron avant.

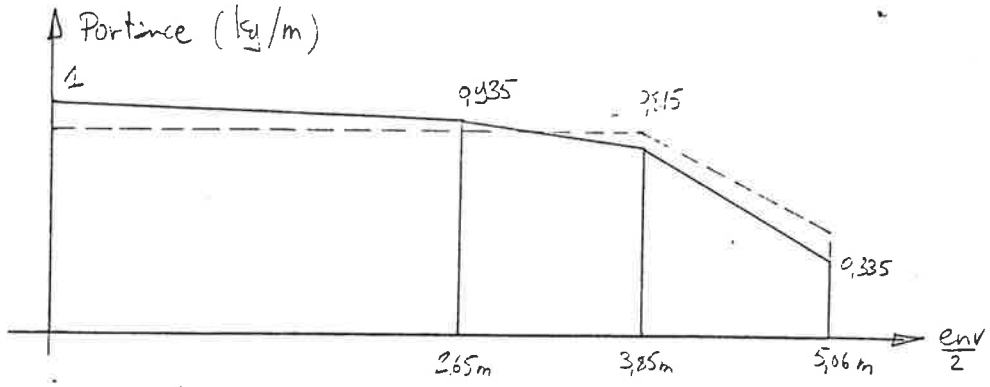
Le cable inférieur médian (acier 7 x 7) est également, proportionnellement à sa charge, plus souple que le cable inférieur avant (acier 1 x 19).

Ces deux faits provoquent un certain vrillage de l'aile en vol, proportionnel à la charge, et qui tend à recentr la portance vers le milieu.

Pour tenir compte de ce phénomène, nous avons effectué une mise en charge conformément à la répartion n°1, avec n = 2,79.

Nous avons alors mesuré les incidences relatives des parties de l'aile.

En fonction de cette mesure (voir annexe), nous avons tracé une nouvelle répartition de charge qui nous parai la plus probable à n = 4,18.



mise en charge n° 2

C'est cette répartition qui a été utilisée pour l'essai statique.
La charge appliquée à l'aile vaut:
n x 1,5 x (poids total - poids propre aile)
4,18 x 1,5 x (220 - 30) = 1191,3 kg.
En réalité, l'essai a été fait finalement avec une charge de 1242,7 kg (pour tester une éventuelle motorisation plus puissante, accompagnée d'une augmentation du poids).

5.2 Essai statique du fuselage

Le fuselage a été suspendu par son haubannage, à un cadre rigide, comme s'il était fixé à l'aile.
Un palan, fixé sur la quille, exerce sur le fuselage un effort similaire à celui qu'exercent les longerons sur le fuselage.
Les charges ont représenté essentiellement les poids du pilote et du moteur.
Deux essais ont été réalisés.
Pour le premier essai,un bâti en acier était fixé à la nacelle moteur en stratifié, de la même façon que sont fixés les moteurs König, KFM ou JPX, avec la charge correspondante.
Pour le second essai, une barre diagonale a été ajoutée, à la manière dont sera fixé le moteur ROTAX 377.

5.3 Essai statique ou stabilisateur et de l'arrière du fuselage

Le stabilisateur, fixé au fuselage, a supporté une char (répartie uniformement en envergure et à 25 % de la cor de 102 kg, représentant l'effort maxi que peut supporte le stabilisateur à 85 km/h.

6. ESSAIS EN VOL

6.1 Préliminaire

Le présent compte rendu ne concerne que les essais en vol effectués avec l'ULM "Sirocco", destinés à vérifier certains points du domaine de vol, et évaluer les qualités de vol de l'appareil. Les mesures de performances, qui ont fait l'objet d'une autre série d'essais en vol, seront mentionnées à titre indicatif, et dépendent essentiellement des conditions de l'essai (type de moteur utilisé, poids du pilote, etc...).

6.2 Conditions générales des essais

- Appareil: ULM "Sirocco" de série, n° 03 et n° 13.
- Moteur: JPX, König 430 RD et KFM 107 ER (puissance 27 CV, 24 CV et 25 CV.). Pas de différence de comportement en vol suivant les trois types de moteur.
- Poids à vide de l'appareil: de 108 kg à 121 kg suivant moteur.
- Charge utile embarquée: -poids du pilote équipé: 79 kg
  -parachute: 8 kg
  -essence: de 7 à 15 kg

  Soit une charge utile totale de 94 kg à 102 kg.
- Poids total en charge: 202 kg à 223 kg suivant moteur et essence embarquée.
- Charge alaire: 14,43 kg/m^2 à 15,93 kg/m^2.
- Centrages: 25,9 % à 18,5% de la corde de référence (correspondant à un poids-pilote de 55 kg à 90 kg).
- Instrumentation:
  - indicateur de vitesse "Winter", à tube venturi placé sur le coté gauc du fuselage.
  - Altimètre "Thommen" (précision 10 m
  - Chronomètre
  - Variomètre Winter
  - Compte tours

6.3 Vols symétriques en ligne droite

N.B.: Les vitesses mentionnées ci-après sont des vitess air indiquées.

6.3.1 Décollage

-Sans vent ou vent de face: Ne pose aucun problèm particulier. La tenue de l'axe s'effectue au pie sans toucher à la commande de la roue avant. Cel ci peut être soulevée à partir de 30-35 km/h. Les décollages les plus courts s'effectuent vers 45-50 km/h, par une légère traction sur le manche

- Vent de travers: Des décollages ont été réalisés jusqu'à un vent plein travers de 25 km/h (14 noeu ce qui constitue une limite raisonnable. La tenu l'axe nécessite le plein débattement du spoiler au vent. A aucun moment, l'appareil n'a eu tendance s'embarquer.

- Effets moteurs: insensible avec le moteur JPX; légère tendance à tourner à gauche avec le moteur König ou KFM (moteurs réouctés), à la mise de gaz.

6.3.2 Montée

Meilleure vitesse de montée: environ 65 km/h. Stabilité sur trajectoire parfaite. Une coupure brusque des gaz a pour conséquence une diminution rapide de la vitesse, corrigée facilement par une action à piquer sur le manche.

6.3.3 Palier

L'appareil étant stabilisé en palier à 80 km/h et 70 % de la puissance environ, le compensateur de profondeur est règlé de façon à annuler tout effor dans le manche à balai. Dans ces conditions, en laissant le manche libre:

- une brusque coupure des gaz provoque un léger couple cabreur. L'appareil ralentit jusqu' environ 50 km/h, puis se stabilise en descente vers 60 km/h.

- une remise des gaz au niveau initial provoque a un léger couple piqueur, l'appareil accélère ju 95-100 km/h, puis la vitesse se stabilise autou de 80 km/h.

Les mêmes manoeuvres manche bloqué conduisent au m comportement, avec cependant des écarts de vitesse moindres.

6.3.4. Décrochage

N.B.: dans ce qui suit, par décrochage statique, i faut comprendre décrochage par diminution lente et progressive de la vitesse en palier. Le décrochag "chandelle" est un décrochage obtenu sans augmenta du facteur de charge, mais précédé d'une montée à forte pente.

a) Décrochage symétrique

- Décrochage statique:

Moteur complétement réduit, il n'est obtenu qu'au centrage maximum arrière (28 %). L'appareil se maintient en assiette très cabrée, manche en butée arrière, à 40 km/h environ. Il n'y a pas d'abattée. Le pilote garde le contrôle en roulis et en lacet, tandis qu'un léger "buffeting" apparaî Avec suffisament de puissance moteur.et au centrage maxi arrière, on obtient une légère abattée, bien symétrique. Au centrage maximum avant (16 %), le décrochage statique avec ou sans moteur est impossible à obtenir. Manche en butée arrière, l'appareil s'enfonce vers 50 km/h, en gardant une assiette cabrée.

- Décrochage "chandelle":

Le décrochage "chandelle" est possible à tous les centrages. Il se traduit par une abattée symétriqu et une perte d'altitude ne dépassant pas 20 mètres.

b) Décrochages assymétriques

- Décrochage en virage:

La mise progressive en butée arrière de la profond en virage conduit à un virage stabilisé, glissé à faible inclinaison et équilibré à partir de 45° d'inclinaison.

Un décrochage "chandelle" en virage provoque une augmentation de l'inclinaison en même temps qu'une abattée franche, mais sans autoration.

- Autoration:

Aux centrages usuels, le Sirocco refuse absolument la mise en autoration. Au centrage extrême arrière des départs en autoration ont été obtenus par décrochage "chandelle" fortement dissymétrique. L'appareil plonge alors d'un coté et reprend sa vitesse en 1/4 à 1/2 tour. Il n'a pas été possible d'effectuer un tour complet en autoration.

6.3.5 Essais de flutter

Cet essai consiste à déceler à différentes vitesses (jusqu'à V_d) toute amorce d'instabilité vibratoire de tout élément de l'appareil, en sollicitant alternativement les commandes. A partir de 100 km environ, l'ouverture d'un spoiler provoque une vibration de la portion d'aile derrière le spoiler. Cette vibration dûe aux turbulences engendrées par le spoiler est d'amplitude et de fréquence faible. Elle cesse dès la fermeture du spoiler, et ce même à haute vitesse.

L'essai de flutter a été mené jusqu'à V_d = 135 km/h aucune instabilité vibratoire n'a été décelée.

A cette vitesse, l'appareil est en piqué accentué, et l'hélice fonctionnant en moulinet crée une trair importante.

A partir de 100 km/h, le pilote reçoit le vent sur visage. De ce fait, il n'est pas possible d'atteir la VNE (120 km/h) sans s'en apercevoir, ce qui constitue un facteur de sécurité.

6.3.6 Stabilité

Ces essais consistent à effectuer une brève actior sur une commande suivie d'un retour à la position neutre. L'appareil est stable s'il revient par lu même en vol symétrique et vitesse stabilisée.

a) Stabilité longitudinale

Les deux cas habituels-manche tenu et manche libre ont été examinés.

- Manche tenu:

Le Sirocco est stable à toutes les vitesses depuis le décrochage jusqu'à VNE; l'amortissement est très important à tous les centrages.

- Manche libre:

Aux centrages usuels et extrême avant, la stabilit longitudinale manche libre est excellente jusqu'à 95-100 km/h, vitesse à laquelle le Sirocco devient progressivement indifférent. En dessous de cette vitesse, les oscillations longitudinales son rapidement amorties.

Au centrage extrême arrière, le Sirocco est instabl à faible vitesse (décrochage), et à partir de 100 km/h. Les oscillations s'emplifient alors progressivement. La reprise du manche lors de ces oscillations permet instantanément de retrouver les caractéristiques de la stabilité manche tenu, et les oscillations s'amortissent rapidement.

Un pilote léger évitera donc de lacher le manche à très basse vitesse, et au dela de 85 km/h.

b) Stabilité en roulis-lacet sur axe

En vol rectiligne, une mise en glissade ou dérapage suivie du retour au neutre des commandes se corrige immédiatement sans intervention du pilote, ceci pour les commandes libres ou tenues, et ce à toutes les vitesses.

La stabilité en roulis-lacet est donc excellente, ce qui était prévisible compte tenu de la configuration de l'appareil (aile haute, dièdre, flèche).

c) Stabilité en virage

Le Sirocco est stable en virage jusqu'environ 15° d'inclinaison: en laissant les commandes au neutre l'appareil sort progressivement du virage en 3 à 4 tours.

Entre 15° et 25° d'inclinaison, le Sirocco est indifférent: commandes au neutre, libres ou tenues l'appareil continue indéfiniment son virage.

Au dela de 25° d'inclinaison, le Sirocco est légèrement instable en virage: commandes au neutre en virage équilibré, l'inclinaison augmente et le virage devient légèrement glissé, jusqu'à ce que l'effet de dièdre et de flèche compense l'augmenta d'inclinaison. L'appareil se stabilise alors en virage légèrement glissé.

Pour réaliser un virage équilibré à plus de 25° d'inclinaison, il est donc nécessaire d'ouvrir légèrement le spoiler extérieur, tout en braquant légèrement la gouverne de direction vers l'intérieu du virage (cas de tous les planeurs et de certains avions lents).

6.3.7 Approche-atterrissage

Pour moduler sa pente de descente, moteur réduit, l pilote pourra sans danger effectuer des glissades, même à basse vitesse: on a vu que le Sirocco refusa les départs en autorotation.

L'atterrissage ne pose aucun problème particulier, et n'a jamais donné lieu à tendance au cheval de bo Des atterrissages jusqu'à 20 km/h (11 noeuds) de ve plein travers ont été réalisés sans problèmes. La correction de la dérive s'effectue classiquement:

- Par glissade vers le vent, et atterrissage su une roue de l'atterrisseur principal.
- Par la descente "en crabe" et remise dans l'a juste avant de toucher des roues.